

耐低温2液推進系の研究

宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究所

○羽生 宏人 曾根 理嗣 川口 淳一郎

【研究概要】

衛星または惑星探査機に適用されている液体推進系は、一般に燃料にヒドラジン、酸化剤にNTO(四酸化二窒素)を使用されている。ヒドラジンは、凝固点が1.4℃であることから、凍結防止の温度制御が必要である。木星以遠の軌道のような低温環境(マイナス50℃)では常時保温が必要となるため、ヒータ電力を確保するために必要となるシステム重量は軽視できない。したがって、低凝固点の推進剤の実現は、探査機等のシステム重量軽減に大きく貢献する。本研究にはもう一つの狙いがある。すなわち、余剰推進剤による発電システムの実現である。推進系と燃料電池システムとの統合によって余剰推進剤を電力に変換することが実現できれば、イナータ重量の一層の軽減につながる事が期待される。

本研究では、ヒドラジンを基材とする新たな推進剤の研究開発に取り組んでおり、添加物による凝固点降下特性の評価、および着火燃焼特性に関する基礎データを取得している。

【これまでの成果と今後の見通し】

燃料電池との適合性を考慮して、添加物はN,H,Oで構成されている化合物を選定し、化学種とその混和量について検討を行った。添加物は、水、硝酸アンモニウム、アンモニア、ヒドロキシルアミン(HA)を候補材料とし、この中から1種または2種を選んでヒドラジンに混合した。混合液それぞれについて凝固点特性、着火特性(オープンカップ試験)について評価を行った。これまでの検討において、いくつかの候補組成の凝固点特性、着火燃焼特性を評価したところ、ヒドラジン+ヒドロキシルアミン水溶液が良好な特性を有することが見出された。この結果を踏まえて低温真空燃焼試験を実施したところ、-15℃、-40℃における燃焼試験では、より低温で着火遅れ時間が大きくなっていることが分かった。今後、着火遅れ時間短縮に向けて噴射器設計の最適化を図る計画である。

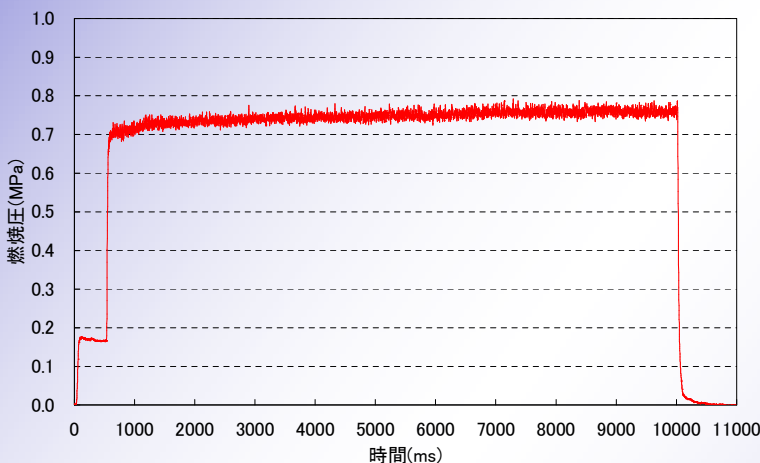


図1 燃焼圧力履歴(薬温-15degC)

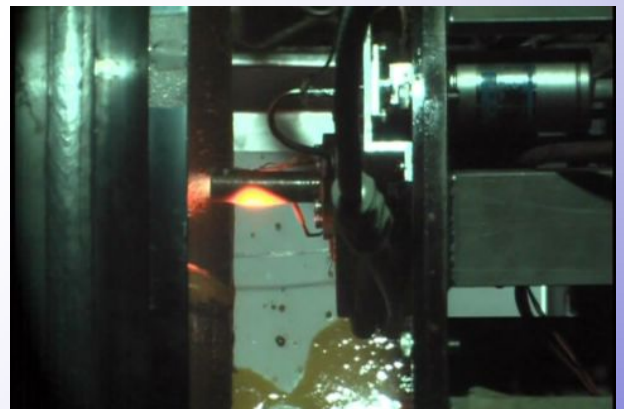


図2 -15degCにおける燃焼試験の様子

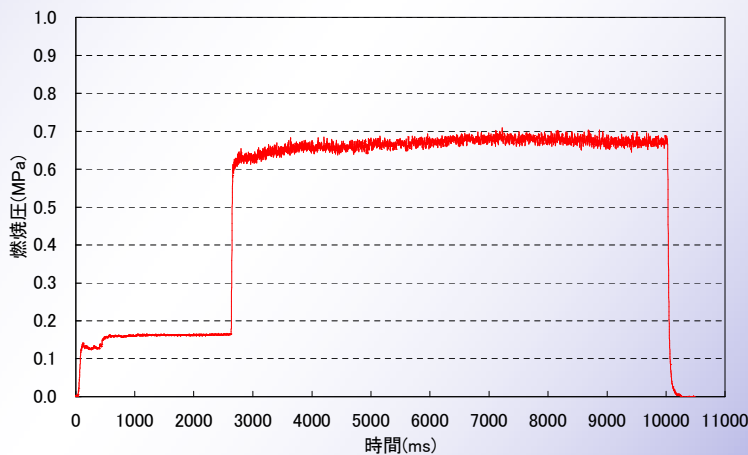


図3 燃焼圧力履歴(薬温-40degC)

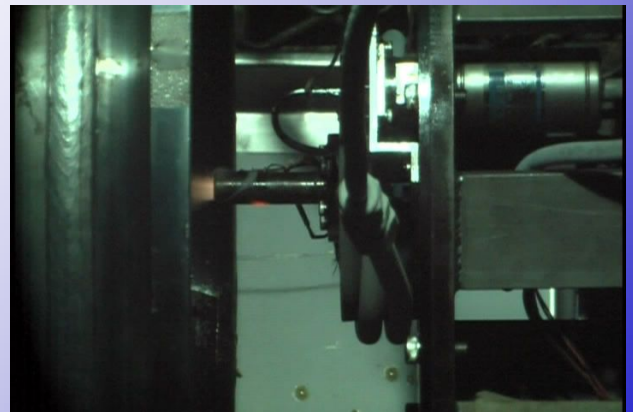


図4 -40degCにおける燃焼試験の様子